Zeitschrift: ASMZ : Sicherheit Schweiz : Allgemeine schweizerische Militärzeitschrift

Herausgeber: Schweizerische Offiziersgesellschaft

Band: 116 (1950)

Heft: 12

Artikel: Raketenbetrieb

Autor: Schneider, A.

DOI: https://doi.org/10.5169/seals-22505

Nutzungsbedingungen

Die ETH-Bibliothek ist die Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften auf E-Periodica. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Zeitschriften und ist nicht verantwortlich für deren Inhalte. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern beziehungsweise den externen Rechteinhabern. Das Veröffentlichen von Bildern in Print- und Online-Publikationen sowie auf Social Media-Kanälen oder Webseiten ist nur mit vorheriger Genehmigung der Rechteinhaber erlaubt. Mehr erfahren

Conditions d'utilisation

L'ETH Library est le fournisseur des revues numérisées. Elle ne détient aucun droit d'auteur sur les revues et n'est pas responsable de leur contenu. En règle générale, les droits sont détenus par les éditeurs ou les détenteurs de droits externes. La reproduction d'images dans des publications imprimées ou en ligne ainsi que sur des canaux de médias sociaux ou des sites web n'est autorisée qu'avec l'accord préalable des détenteurs des droits. En savoir plus

Terms of use

The ETH Library is the provider of the digitised journals. It does not own any copyrights to the journals and is not responsible for their content. The rights usually lie with the publishers or the external rights holders. Publishing images in print and online publications, as well as on social media channels or websites, is only permitted with the prior consent of the rights holders. Find out more

Download PDF: 16.07.2025

ETH-Bibliothek Zürich, E-Periodica, https://www.e-periodica.ch

diese auf einem Teil der Angriffsfront konzentrieren kann, sobald der andere Teil der Front durch einen Gelbkreuzriegel von unten oder von oben gesperrt und gesichert bleibt. Für diese Sicherung braucht er nur wenige weitreichende Waffen, die den Gegner in die Gassperre hineinzwingen und ihm verbieten, sie zu durchschreiten. Die für den Angriff ausersehene Front kann dadurch mit um so größerer Truppendotation belegt und durchbrochen werden. Außer der Truppenstärke kann auch das Gelände zu einer solchen Lösung führen. Für den Angriff wenig geeignetes Gelände, das offen ist, kaum Deckungen bietet und daher der feindlichen Feuerwirkung ausgesetzt ist, kann durch Vergelbung abgeriegelt werden, damit das Deckung bietende Gelände des Nebenabschnittes ausgenützt werden kann. Der Gelbkreuzkampfstoff kann demzufolge in der Front wie in der Flanke als Schutz gegen feindliche Angriffe, sowie als Hilfsmittel, die Angriffsfront nach dem Gelände auszuwählen und die Angriffstruppen zu einer Truppenüberlegenheit an Ort und Stelle zu konzentrieren, sehr wertvolle und entscheidende Dienste leisten. – Für den Gegner, der über keine Gaskampfstoffe verfügt, ergibt sich der einzige Schluß, Angriffe in vorher vom Feinde besetztes oder für Gasluftangriffe günstiges Gelände nur dann durchzuführen, wenn alle Gasschutz-Sicherungsmaßnahmen getroffen sind. Je mehr aber der Angriff in einen Kampf Mann gegen Mann überzugehen verspricht, um so weniger sind Geländevergiftung oder Berieselung zu erwarten, weil Gelbkreuz bei Aussicht einer Behinderung der eigenen Truppen nur in besonderen Ausnahmefällen Verwendung finden darf.

(Fortsetzung folgt

Raketenantrieb

Von Lt. A. Schneider

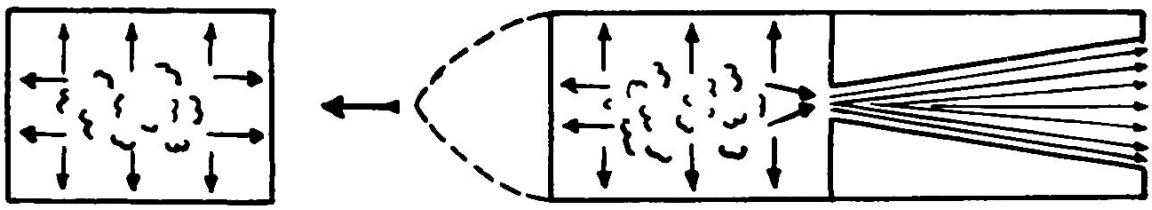
Der Raketenantrieb hat in den letzten Jahren eine große Bedeutung erlangt. Seit dem Bau der deutschen V 2-Geschosse ist in zahlreichen Forschungslaboratorien nach neuen Anwendungsmöglichkeiten des Raketentriebwerkes gesucht worden. – Bereits im Jahre 1940 hatte man die Grenzen der Leistungsfähigkeit des Propellerantriebes erreicht. Größere Geschwindigkeiten als ungefähr 700 Kilometer in der Stunde waren mit den damaligen Flugzeugtypen nicht möglich. Erst mit der Entwicklung der Rückstoßtriebwerke (Düsen-, Raketen- und Staustrahlantrieb) gelang es, höhere Geschwindigkeiten zu erzielen, ja, sogar den Wert der Schallgeschwindigkeit zu übertreffen. – Nicht nur die Flugwaffe machte sich den Raketenantrieb zu Nutzen, sondern auch die Artillerie und Fliegerabwehr. Auf

beiden Seiten kamen während des zweiten Weltkrieges Raketengeschütze zum Einsatz. Heute zeichnet sich auch die Fortführung der Versuche mit Großraketen ab. Die Amerikaner haben beispielsweise in Anlehnung an die Bauart der V 2-Geschosse die Großrakete «Neptun» entwickelt, die in Leistungen und Abmessungen mit jenen verglichen werden kann. Damit hat auch die Raumschiffahrt, um die es lange Zeit still gewesen, neuen Auftrieb erhalten.

Die Rakete zählt zu den neuesten Kraftquellen und doch reicht ihre Geschichte sehr weit zurück. In alten Geschichtsbüchern wird von ihrem ersten Auftreten in China, in den ersten Jahren unserer Zeitrechnung berichtet. Im Mittelalter gelangte sie dann über Indien nach Europa. Aus dieser Zeit stammt die Bezeichnung «Rakete», die sich vom italienischen Wort «rocchetta» (Spindel) herleitet. Sie bezeichnete ursprünglich Feuerwerkskörper, die mit einem Treibsatz versehen waren. Zur Zeit der Napoleonischen Kriege spielte die Raketenartillerie schon eine bedeutende Rolle. Es kamen damals bereits Kaliber von 12 cm zur Anwendung. Gegen Mitte des 19. Jahrhunderts verschwand sie aber, da die zu jener Zeit aufgekommenen Artilleriegeschütze sie hinsichtlich Reichweite übertrafen. Heute hat sich die Situation wieder zugunsten der Rakete verändert.

Wie läßt sich die Vorwärtsbewegung der Rakete erklären? Sie beruht auf dem sogenannten Rückstoßprinzip (vgl. Abb. 1).

Abbildung 1. Das Rückstoßprinzip



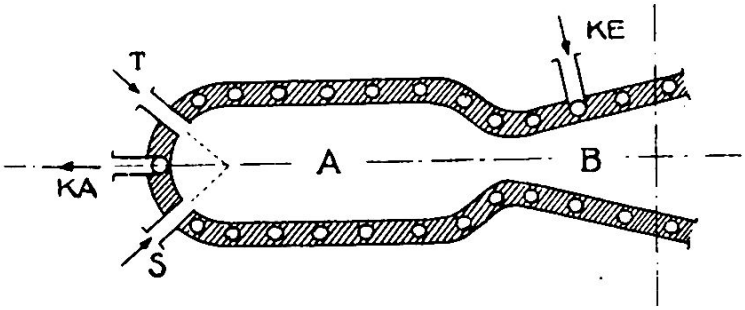
(a) (b)

In einem geschlossenen Behälter (a) drückt das darin enthaltene Gas gleichmäßig auf die Wände, der Behälter bleibt in Ruhe. Wird der Behälterraum hingegen durch eine Düse geöffnet (b), so ändert sich die Druckverteilung sofort. Die aus der Düsenöffnung ausströmenden Gase erzeugen an der gegenüberliegenden Seite einen Rückdruck, der eine Vorwärtsbewegung bewirkt. Diese Verhältnisse treffen auf die Rakete zu.

Der Raketenmotor ist ein sehr einfaches Triebwerk. Er besteht im Prinzip aus einer Brennkammer und einem düsenförmigen Auslaß. Kolben, Kurbelwellen oder andere bewegte Teile sind keine vorhanden. Wir unterscheiden zwischen Raketen mit festen und Raketen mit flüssigen Treib-

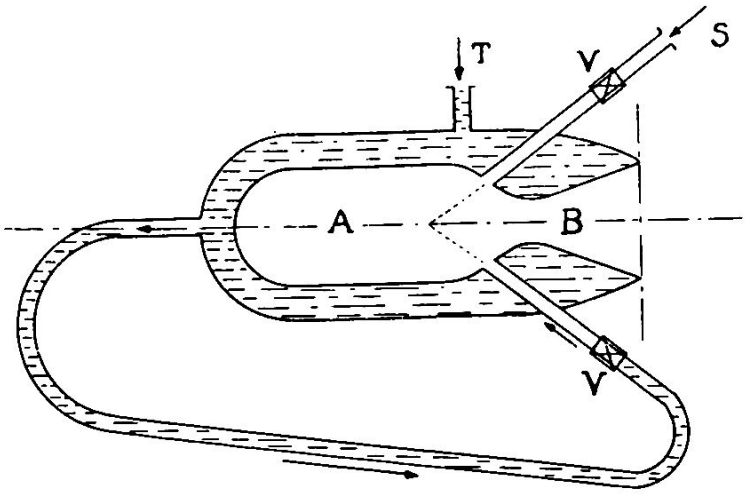
stoffen. Feste Treibstoffe (= Pulverraketen) finden Verwendung bei allen Raketen kleineren Ausmaßes, wie bei Artillerie- und Flabraketen, bei Startraketen für Flugzeuge, bei Rettungs- und Postraketen usw. Flüssige Treibstoffe (= Flüssigkeitsraketen) kommen in den großen Raketen zur Anwendung, zum Beispiel in Raketenflugzeugen und Großraketen (V 2). Die Abbildungen 2 und 3 zeigen zwei Ausführungsformen von Raketenmotoren, die mit flüssigem Treibstoff gespiesen werden.

Abbildung 2. Schema eines Raketenmotors



A Verbrennungskammer
B Düse
KE Kühlmitteleintritt
KA Kühlmittelaustritt
T Treibstoffzuführung
S Sauerstoffzuführung

Abbildung 3. Alkohol-Sauerstoff-Raketenmotor



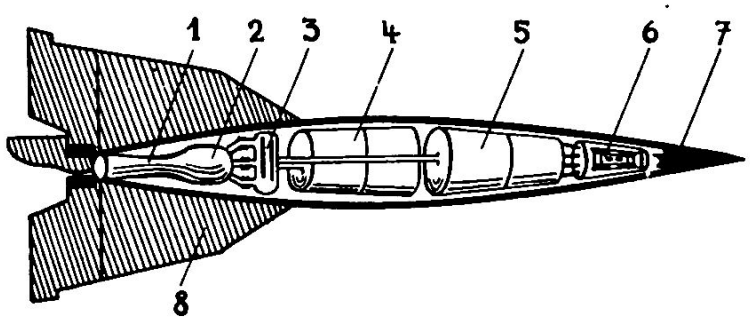
A Verbrennungskammer
B Düse
T Treibstoffzuführung
S Sauerstoffzuführung
V Ventile

Der flüssige Treibstoff und der zur Verbrennung benötigte Sauerstoff werden in großen Behältern mitgeführt. Durch Zuleitungen und Pumpen gelangen sie in die meist mit Wasser gekühlte Brennkammer, wo sie zur

Entzündung gebracht werden. Der Sauerstoff wird heute am häufigsten in Form von flüssigem Sauerstoff (O_2) mitgeführt. Es werden aber auch andere Sauerstoffträger verwendet, wie zum Beispiel Salpetersäure (HNO_3) und Wasserstoffsuperoxyd (H_2O_2). Als Brennstoff kommen energiereiche Kraftstoffe in Betracht, wie Alkohol, Kohlenwasserstoffe, Anilin, Gasöl, Wasserstoff und andere mehr. Die Forschung nach Raketentreibstoffen geht darauf hinaus, Stoffe zu finden, die hohe chemische Energien bei niedrigem Molekulargewicht der Verbrennungsprodukte abgeben.

Die bekannteste Flüssigkeitsrakete, die V2-Rakete, ist in Abbildung 4, ihr Motor in Abbildung 3 dargestellt. Es erübrigt sich hier eine Wasserkühlung, da der Brennstoff rund um die Verbrennungskammer geführt wird und die Kühlung selber besorgt.

Abbildung 4. Beispiel einer Flüssigkeitsrakete: V2-Rakete



1 Düse
2 Verbrennungskammer
3 Turbine und Pumpe
4 Tank mit flüssigem Sauerstoff
5 Tank mit Alkohol
6 Meßgeräte, Steuerorgane
7 Stahlspitze
8 Stabilisierungsflächen

Daten der V 2-Rakete:

Totalgewicht	12,5 t
leere Rakete	4,0 t
flüssiger Sauerstoff	5000 kg
Alkohol	3900 kg
Stahlspitze	1000 kg
$M = \frac{m_0}{m_x}$	3
Totale Länge	13,8 m

Der Aufbau einer Pulverrakete ist aus Abbildung 5 ersichtlich. Über einem, in der eigentlichen Düse angebrachten Zünder, der nach erfolgter Zündung ausgeblasen wird, befindet sich die Treibladung. Diese kann aus Nitroglycerin, Nitrocellulose oder Dynamit bestehen.

Wir sehen, daß der zur Verbrennung erforderliche Sauerstoff mitgeführt werden muß. (Bei der Pulverrakete ist der notwendige Sauerstoff in der Treibladung selber enthalten). Das unterscheidet den Raketenantrieb von

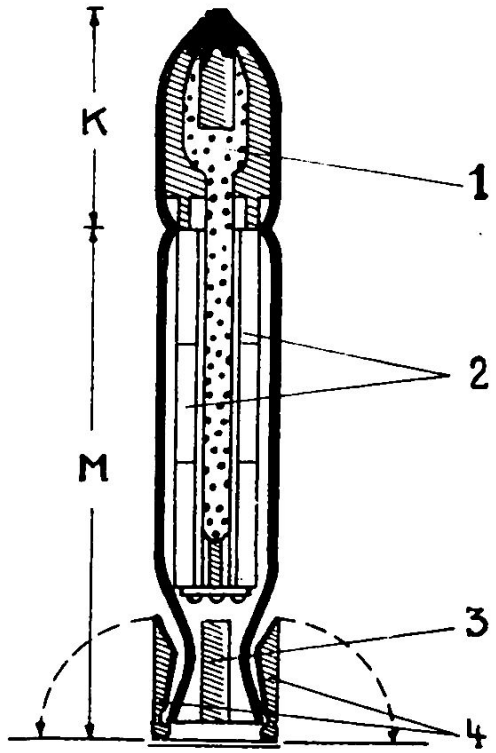


Abbildung 5. Beispiel einer Pulverrakete: 4,5 inch. M - 8

K Kopf
M Motor
1 hochexplosive Füllung
2 Pulver in Stabform
3 Zünder (wird nach erfolgter Zündung ausgeblasen)
4 aufklappbare Stabilisierungsflächen

den andern beiden Rückstoßantrieben. Diese verwenden zur Verbrennung die umgebende Luft, was natürlich den Vorteil der Gewichtsverminderung hat. Bei bestimmten Bedingungen (z. B. großen Höhen) jedoch ist der Raketenmotor den andern Triebwerken überlegen und bildet für Stratosphärenflüge gar die einzige heute mögliche Antriebsart.

Die Grundlage des Reaktionsprinzips bildet das Newton'sche Gesetz von Wirkung und Gegenwirkung (actio und reactio). Von diesem ausgehend gelangen wir mittels des Impuls- und Schwerpunktsatzes zu folgender mathematischen Beziehung:

$$\Delta m \cdot c = -m \cdot \Delta v$$

Es bedeuten: Δm = Masse der Verbrennungsgase
c = Auspuffgeschwindigkeit
m = Gesamtmasse der Rakete
und Δv = Geschwindigkeit der Rakete

Das Minuszeichen auf der rechten Seite der Gleichung drückt die entgegengesetzte Richtung der beiden Massen aus.

Dem Impuls der Rakete ($m \cdot \triangle v$) steht also ein entgegengesetzter Impuls der Verbrennungsgase ($\triangle m \cdot c$) von gleichem Betrage gegenüber.

Aus dieser Gleichung folgt die Grundgleichung für den Raketenantrieb:

$$\ln \frac{m_o}{m_x} = \frac{v_x}{c} \quad \text{oder} \quad M = \frac{m_o}{m_x} = e^{\frac{v_x}{c}}$$

Grundgleichungen des Raketenantriebes

Legende: m_o Maße der betankten Rakete
m_x Maße der nach x Sekunden um die verbrannte Treibstoffmenge erleichterten Rakete
M Massenverhältnis
v_x Endgeschwindigkeit der Rakete, wenn x die Gesamtbrenndauer darstellt
c Auspuffgeschwindigkeit
e 2,72
ln... natürlicher Logarithmus

Die Raketengeschwindigkeit vx wird gleich der Auspuffgeschwindigkeit c, wenn pro Kilogramm Raketengewicht 1,72 Kilogramm Brennstoff verbraucht werden. In diesem Falle wiegt die betankte Rakete 2,72 mal soviel wie die leere. – Aus der Gleichung geht hervor, wie eine größere Endgeschwindigkeit erzielt werden kann. Diese nimmt zu mit wachsender Auspuffgeschwindigkeit und wachsendem Massenverhältnis. Die Auspuffgeschwindigkeit ihrerseits ist abhängig von der Aufbereitung und Mischung des Treibstoffes, seinem Energiegehalt, vom Druck in der Brennkammer und dem Expansionsverhältnis.

Die Auspuffgeschwindigkeiten der heute gebräuchlichen Kombinationen von Treibstoffen liegen bei 3000 Meter in der Sekunde.

Die Daten für eine Anilin/Salpetersäure-Rakete sind folgende:

- Mischungsverhältnis Anilin/Salpetersäure = 3 : 1
- Feuertemperatur = 2800° C.
- Auspufftemperatur = 1510° C.
- Zündung = Selbstzündung

Seit einiger Zeit wird mit Zusammensetzungen experimentiert, die höhere Auspuffgeschwindigkeiten erlauben. Man versucht Geschwindigkeiten von der Größenordnung 4000 Meter in der Sekunde zu erreichen.

Die folgende Tabelle gibt eine Übersicht über die theoretischen Auspuffgeschwindigkeiten bei den gebräuchlichen Treibstoffen:

Treibstoff	Theoretische Auspuffgeschwindigkeit in m/sec.
Wasserstoff	5670
Gasöl	4960
Alkohol (Äthylalkohol)	4630
Nitroglycerin	3880
Nitrocellulose	3660
Dynamit	3300

Setzen wir in der Grundgleichung für $c = 4000$ m/sec ein, bei einem vorhandenen Massenverhältnis von $M = 5$, so finden wir für die Endgeschwindigkeit den Wert $v_x = 6400$ m/sec. Erhöhen wir bei gleichbleibender Auspuffgeschwindigkeit das Massenverhältnis, etwa auf $M = 17$, so steigt die berechnete Endgeschwindigkeit auf 11 200 m/sec! Technisch ist dies jedoch nicht denkbar, denn es läßt sich keine Rakete bauen, die 17 mal soviel Treibstoff mit sich führen kann, wie sie selber wiegt.

Diese Zahlenwerte ergeben sich aus der Grundgleichung. Wir müssen aber bedenken, daß es sich dabei um Idealverhältnisse handelt, die nicht ohne weiteres auf die Wirklichkeit übertragen werden dürfen. Untersuchungen haben gezeigt, daß es für jede Rakete eine bestimmte Geschwindigkeit gibt, bei der alle den Antrieb hemmende Kräfte ein Minimum werden. In das Gebiet dieser «günstigen» Geschwindigkeit gelangen wir mit kürzer werdender Brenndauer.

Daraus läßt eine wichtige Folgerung für den Wirkungsgrad einer Rakete ziehen: dieser ist umso größer, je größer die Geschwindigkeit während des Brennens ist. – Ein Raketenmotor für Landfahrzeuge, die keine hohen Geschwindigkeiten erreichen, ist daher ungeeignet. Die Versuche, die schon in den dreißiger Jahren mit Raketenautos (Marke «Opel») gemacht wurden, sind denn auch bald eingestellt worden und haben lediglich mehr den Charakter einer überwundenen Stufe in der Entwicklung von Raketenfahrzeugen.

Der eigentliche Aktionsbereich der Raketentriebwerke liegt in großen Höhen. Je höher wir steigen, desto kleiner wird der Luftwiderstand und damit auch der Treibstoffkonsum.[1]

[1] Siehe auch ASMZ, 116, 224 (1950).

Die Raumschiffahrt, die die kühnsten Flüge in die Stratosphäre plant, sucht nach weiteren Möglichkeiten, um die Endgeschwindigkeit der Rakete zu vergrößern. In Vorschlag wird das sogenannte *Stufenprinzip* gebracht. Die Rakete wird dabei als Nutzlast auf eine größere Rakete gestellt, und es läßt sich denken, daß man die auf diese Weise gewonnene Doppelrakete abermals als Nutzlast auf eine noch größere Rakete setzt. Die von den einzelnen Stufen erzielten Geschwindigkeiten addieren sich dann. Jeweils die unterste Rakete ist in Betrieb. Sie wird abgestoßen, sobald ihr Treibstoff verbraucht ist. Wollten wir eine einzige Rakete bauen mit derselben Endgeschwindigkeit wie die Stufenrakete, so wäre das Massenverhältnis M gleich dem Produkt aller einzelnen Massenverhältnisse, was technisch unmöglich wäre. Eine Zweistufenrakete ist in Abbildung 6 dargestellt.

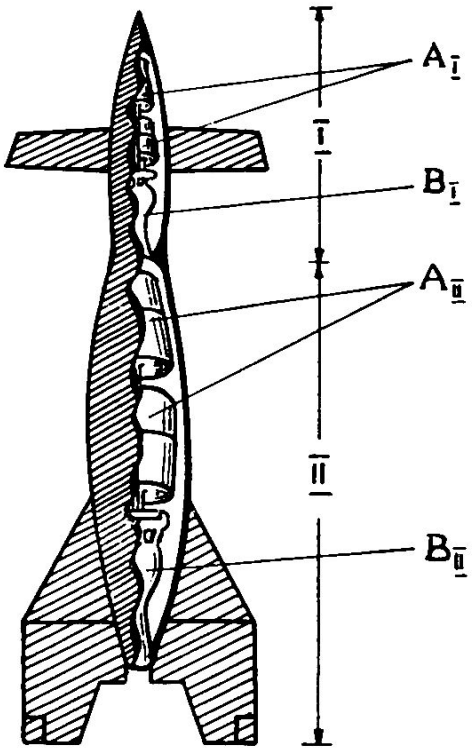


Abbildung 6. Modell einer Zweistufenrakete

I 1. Stufe
II 2. Stufe
A_I Tanks
B_I 1. Brennkammer
A_{II} Tanks
B_{II} 2. Brennkammer

Zu Beginn ist nur Stufe II in Betrieb. Ist diese ausgebrannt, so wird sie abgeworfen und Stufe I tritt in Aktion.

Die folgende Höhentafel gibt die bisherigen Leistungen von Raketen triebwerken an:

Raketentyp	erreichte Höhe in km
Neptun	370
V 2	182
WAC Corporal	70
Raketenflugzeug (X-1)	23
zum Vergleich: Ballone	42